

УДК 629.78

## МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ПРОФИЛЕЙ ВЕТРА, УЧИТЫВАЕМЫХ В ПОЛЕТНОЙ ПРОГРАММЕ, С ЦЕЛЬЮ СНИЖЕНИЯ НАГРУЗОК НА КОРПУС РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

© 2009 В.В. Дмитриев, Е.А. Ендуткина<sup>1</sup>

Одна из основных задач системы управления ракеты-носителя заключается в обеспечении устойчивости движения при воздействии ветровых возмущений. Предлагается методика формирования профилей ветра, используемых для расчета программ выведения по данным предстартовых измерений скорости ветра.

**Ключевые слова:** ракета-носитель, система управления, устойчивость движения, угол атаки (скольжения), зондирование атмосферы, профиль ветра, программа выведения ракеты-носителя.

### 1. Постановка задачи

Современный этап развития ракетно-космической техники связан с использованием на ракетах-носителях (РН) крупногабаритных надкалиберных головных обтекателей.

Система управления (СУ) РН должна обеспечивать устойчивость движения РН при воздействии ветровых возмущений, а также снижать нагрузки на корпус РН путем формирования траектории полета с минимально возможными углами атаки (скольжения) [1, 2].

С целью расширения ограничений на допустимые ветровые возмущения для обеспечения управляемости РН необходим оперативный расчет опорных программ выведения в полетном задании (ПЗ) с учетом ветровой обстановки при пуске РН.

Профили ветра, полученные по результатам зондирования атмосферы в районе космодрома, имеют "турбулентный" характер, то есть ветровые

<sup>1</sup>Дмитриев Вячеслав Васильевич ([csdb@samtel.ru](mailto:csdb@samtel.ru)), Ендуткина Екатерина Анатольевна ([endutkina.ea@mail.ru](mailto:endutkina.ea@mail.ru)), Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "ЦСКБ-Прогресс", 443009, Россия, г. Самара, ул. Земяца, 18.

воздействия характеризуются значительной турбулентностью [1, 3, 4]. Возникает задача формирования профилей ветра, используемых для расчета полетной программы, без учета пульсаций ветровых воздействий.

## 2. Задача обеспечения устойчивости движения и снижения нагрузки на корпус РН

Одна из основных задач СУ РН заключается в обеспечении устойчивости движения РН при воздействии ветровых возмущений. К СУ предъявляются жесткие требования по обеспечению запасов устойчивости и качества переходных процессов [3, 5, 6]. Причем самым сложным с точки зрения обеспечения устойчивости [7] является этап полета, соответствующий работе первой ступени РН, когда скоростной напор имеет большую величину. На рис. 1 представлена зависимость скоростного напора  $q$  от относительного времени полета первой ступени  $\tau$ , то есть по оси абсцисс отложено время полета, отнесенное ко времени конца работы первой ступени.



Рис. 1. Зависимость скоростного напора от относительного времени полета первой ступени

СУ РН, решая эту задачу, должна также снижать нагрузки на корпус РН. Для ограничения аэродинамических нагрузок, обусловленных воздействием ветра, в СУ введен дополнительный контур регулирования по перегрузке. При этом используется информация от акселерометров и датчиков углов комплекса командных приборов. Этот канал регулирования плавно включается на участке больших значений скоростного напора, то есть система стабилизации реализуется как система с переменной структурой [2, 8].

На начальном участке полета РН при малых величинах скоростного напора рассматриваемая система функционирует как система стабилизации углового положения продольной оси РН, допуская снос изделия под действием ветра, на участке полета с большими скоростными напорами — как система ограничения загрузки рулевых органов с включением канала регулирования с отрицательной обратной связью по "оценке" возмущения или

угла атаки (скольжения), а в конце атмосферного участка полета первой ступени РН обеспечивается стабилизация РН относительно программной траектории.

Изменение структуры осуществляется путем программного изменения коэффициентов усиления по времени или скорости полета. Такая структура системы стабилизации позволяет обеспечить значения максимальных величин углов атаки (скольжения) на уровне допустимых по условию ограничения нагрузок на конструкцию РН.

Дополнительные возможности для ограничения нагрузок и обеспечения устойчивости движения предоставляют программные способы управления, которые заключаются в формировании траектории полета с минимально возможными углами атаки (скольжения). Соответствующее управление можно задавать в виде полетных программ изменения углов тангажа и рыскания [1].

Требования по управляемости и ограничению углов атаки (скольжения) РН обеспечиваются при достаточно жестких ограничениях, накладываемых на величины скорости ветра и градиента скорости ветра. С целью расширения ограничений на допустимые ветровые возмущения для обеспечения управляемости РН необходим оперативный расчет опорных программ выведения в ПЗ с учетом ветровой обстановки при пуске РН. В настоящее время при расчете бортового ПЗ учитываются систематические составляющие скорости ветра.

### 3. Методика формирования профилей ветра

Профили ветра, полученные по результатам зондирования атмосферы в районе космодрома, имеют "турбулентный" характер [2, 8]. Профиль ветра, учитываемый в полетной программе, должен быть сформирован без учета значительных пульсаций ветровых воздействий.

В работе предлагается для расчета программ выведения РН проводить формирование профилей ветра, не учитывая турбулентность ветровых воздействий в районе космодрома, с сохранением устойчивости движения РН и качества переходных процессов.

Используются предстартовые измерения скорости ветра, которые проводятся с шагом по высоте в 1 км, то есть функция профиля ветра  $w(H)$  представлена таблицей, узлами которой и будут точки с координатами скоростей ветра и высот зондирования.

Функция  $w(H)$  на высотах  $H_i$  ( $i = 0, 1, \dots, N$ ), на которых имеются данные зондирования, заменяется функцией

$$\varphi(H_i) = \sum_{k=0}^n a_k \varphi_k(H_i)$$

с числом членов  $n \leq N$ . Коэффициенты аппроксимации  $a_k$  находятся из

системы уравнений

$$\sum_{k=0}^n (\varphi_m, \varphi_k) a_k = (w, \varphi_m), \quad 0 \leq m \leq n. \quad (1)$$

Здесь (как в методе наименьших квадратов) скалярные произведения определяются формулой

$$(w, \varphi) = \sum_{i=0}^N \rho_i w(H_i) \varphi(H_i),$$

где  $\rho_i > 0$  — вес [9].

Хорошее сглаживание будет при  $n \ll N$ . Оптимальное число коэффициентов зависит от функции  $w(H)$ , числа узлов  $(N+1)$ , их расположения, весов и от выбранной системы  $\varphi_k(H)$ .

В качестве аппроксимирующих функций выбраны полиномы

$$\varphi_k(H) = H^k, \quad 0 \leq m \leq n.$$

Система (1) принимает при этом вид

$$\sum_{k=0}^n (H^m, H^k) a_k = (w, H^m), \quad 0 \leq m \leq n,$$

$$(H^m, H^k) = \sum_{i=0}^N \rho_i H_i^{m+k}, \quad (w, H^m) = \sum_{i=0}^N \rho_i w(H_i) H_i^m.$$

На рис. 2 приведены исходный профиль ветра (построенный по данным зондирования), а также профиль ветра, сформированный с использованием разработанной методики.

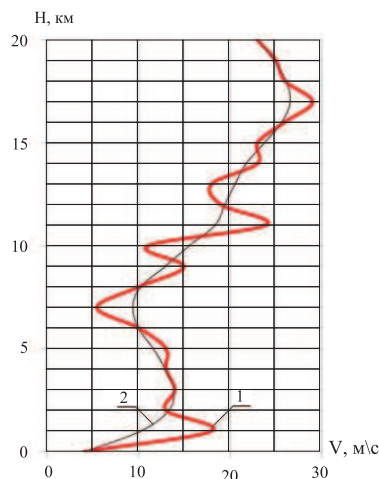


Рис. 2. Профиль ветра:  
1 — исходный профиль, 2 — профиль, сформированный по разработанной методике

#### 4. Результаты моделирования движения РН при действии ветра с профилями, сформированными по разработанной методике

Была разработана программа моделирования возмущенного движения РН при различных характеристиках ветровых воздействий на основании структурной схемы алгоритмов стабилизации первой ступени РН по каналу тангажа (рыскания) с учетом алгоритма вычисления оценки ветровой составляющей угла атаки (скольжения) и алгоритма вычисления поправки к углу тангажа (рыскания) [8].

Моделирование движения РН на участке полета первой ступени проведено для канала рыскания как наиболее тяжелого с точки зрения обеспечения устойчивости движения.

На рис. 3 приведены зависимости угла скольжения РН  $\beta$  от относительного времени полета первой ступени по результатам моделирования движения в канале рыскания при действии ветра с профилями, представленными на рис. 2.

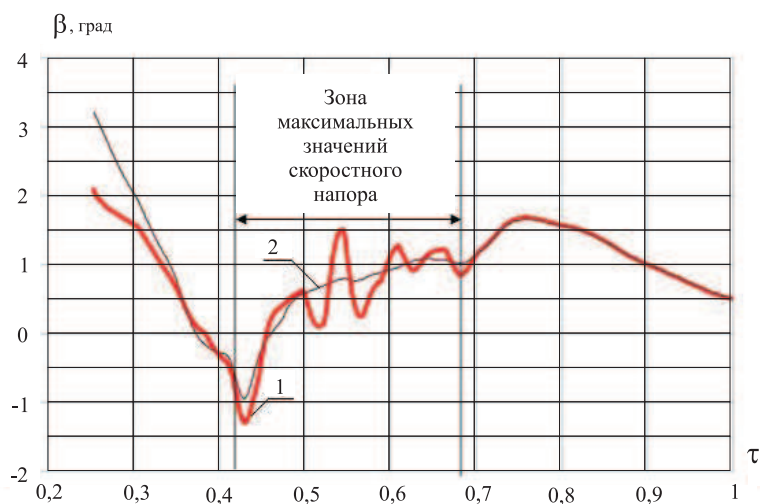


Рис. 3. Зависимость угла скольжения РН от относительного времени полета первой ступени при действии ветра:

1 — с исходным профилем, 2 — с профилем, сформированным по разработанной методике

Анализируя графики, представленные на рис. 3, можно сделать вывод о том, что требование по ограничению угла скольжения РН (в данном случае величиной 3 градуса) в зоне максимальных значений скоростного напора при действии ветра с профилями, представленными на рис. 2, выполняется.

На рис. 4 приведены зависимости угла отклонения рулевых органов РН  $\delta$  от относительного времени полета первой ступени по результатам моде-

лирования движения в канале рыскания при действии ветра с профилями, представленными на рис. 2.

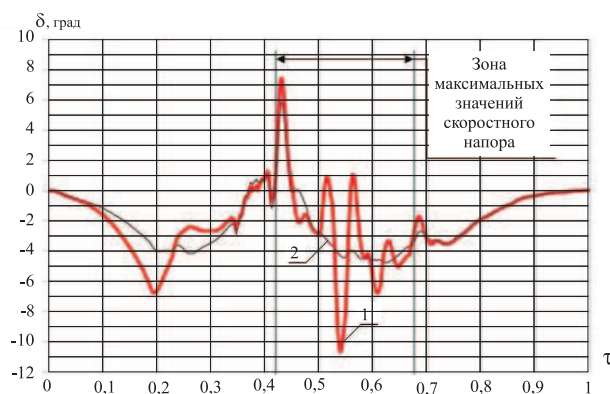


Рис. 4. Зависимость угла отклонения рулевых органов РН от относительного времени полета первой ступени при действии ветра:  
1 — с исходным профилем, 2 — с профилем, сформированным по разработанной методике

Анализируя графики, представленные на рис. 4, можно сделать вывод о том, что возмущенное движение РН характеризуется значительно меньшими значениями углов отклонения рулевых органов при сформированном профиле ветра, учтенном в программе выведения.

## Заключение

В конечном итоге учет в бортовом ПЗ ветрового профиля, сформированного по разработанной методике, приводит к снижению нагрузки на конструкцию РН.

Окончательное решение о возможности проведения пуска РН с использованием сформированного профиля ветра принимается после моделирования полета РН [2, 8, 10], анализа нагружения конструкции и выполнения задач пуска.

## Литература

- [1] Доброленский Ю.П. Динамика полета в неспокойной атмосфере. М.: Машиностроение, 1969. 256 с.
- [2] Ендуткина Е.А. Оценка выполнения ограничений, наложенных на углы атаки и скольжения ракеты-носителя, при действии различных ветровых возмущений // Известия Самарского научного центра РАН. 2009. № 3. Т. 11. С. 159–164.

- [3] Дмитриевский А.А. Внешняя баллистика. М.: Машиностроение, 1979. 479 с.
- [4] Школьный Е.П., Майборода Л.А. Атмосфера и управление движением летательных аппаратов. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 307 с.
- [5] Абгарян К.А., Рапопорт И.М. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 1969. 379 с.
- [6] Колесников К.С. Динамика ракет: учебник для вузов. М.: Машиностроение, 1980. 376 с.
- [7] Мануйлов Ю.С., Новиков Е.А. Концептуальные основы управления в условиях неопределенности. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2008. 121 с.
- [8] Ендуткина Е.А. Моделирование возмущенного движения ракеты-носителя с введенным в систему управления контуром ограничения ветрового угла атаки // XIII Всерос. научно-технический семинар по управлению движением и навигации летательных аппаратов: сб. тр. Самара: СГАУ, 2007. С. 143–146.
- [9] Калиткин Н.Н. Численные методы: учеб. пособие для вузов. М.: Наука, 1978. 512 с.
- [10] Мануйлов Ю.С., Новиков Е.А. Методология системных исследований. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2008. 159 с.

Поступила в редакцию 21/IX/2009;  
в окончательном варианте — 21/IX/2009.

## PRINCIPLES OF FORMING OF THE WIND PROFILES, USED FOR THE FLIGHT PROGRAMME AIMED AT REDUCTION OF LOADING ON THE CARRIER ROCKET

© 2009 V.V. Dmitriyev, E.A. Endutkina<sup>2</sup>

One of the primal functions of a carrier rocket control system consists in assurance of motion stability under wind impact conditions. Here a technique for forming of wind profiles used for the calculation of ascent programs done according to pre-launch measurements of wind speed is proposed.

**Key words:** carrier rocket, control system, motion stability, angle of incidence (slide), atmospheric sounding, wind profile, carrier rocket ascent program.

Paper received 21/IX/2009.

Paper accepted 21/IX/2009.

---

<sup>2</sup>Dmitriyev Vyacheslav Vasilievich (csdb@samtel.ru), Endutkina Ekaterina Anatolievna (endutkina.ea@mail.ru), State Research and Production Space-Rocket Center "TsSKB-Progress", Samara, 443009, Russia.